

Влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на колебания типа «земной резонанс» транспортного вертолета

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

Сформирована математическая модель динамики вертолета на упругом шасси и лопастей, шарнирно прикрепленных к втулке несущего винта. Установлены частоты и формы собственных колебаний фюзеляжа на упругом шасси. Рассмотрены автоколебания лопастей и фюзеляжа, вызванные начальным возмущением. Определены зоны динамической неустойчивости механической системы. На основе сформированной математической модели проведены численные исследования на ЭВМ динамики вертолета и лопастей. Проанализировано влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на устойчивость вертолета типа Ми-8 при земном резонансе.

Ключевые слова: земной резонанс, устойчивость, частоты и формы собственных колебаний, автоколебания вертолета.

В авиационных правилах АП-27 [1] для винтокрылых аппаратов предъявляются требования о предотвращении земного резонанса. Колебания, связанные с этим явлением, могут за считанные секунды привести к полному разрушению вертолета. Это вызывает необходимость обязательного проведения расчетов и испытаний вертолета. Расчет характеристик демпфирующих элементов для борьбы с земным резонансом является важной и актуальной задачей при проектировании вертолетов всех типов. Работа посвящена моделированию на ЭВМ динамики движения вертолета.

Вертолет представляет собой сложную механическую систему, характеризующуюся большим числом степеней свободы. Лопасти несущего винта (НВ) вращаются вокруг вертикальных (ВШ) и горизонтальных шарниров (ГШ) и являются деформируемыми. Вертолет опирается на землю посредством упругих элементов – пневматиков и амортизаторов. В наиболее полной модели земного резонанса должны быть учтены упругость конструкции и действие всех поверхностных сил.

В работе исследована упрощенная математическая модель явления земного резонанса и выполнен анализ влияния на него конструктивных и эксплуатационных факторов. В качестве них использованы параметры демпферов и угловая скорость вращения вала НВ. Рассмотрен жесткий фюзеляж на упругом шасси, к которому посредством ВШ прикреплены жесткие лопасти. Аэродинамическая нагрузка на лопастях не учтена [2].

На рис. 1 показана упрощенная механическая система.

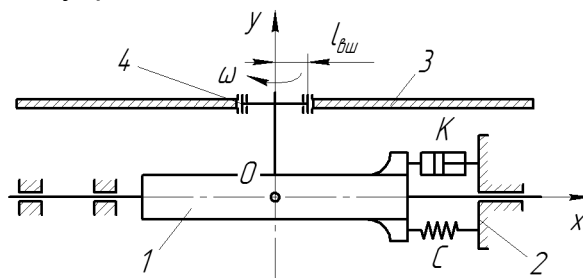


Рис. 1. Рассматриваемая механическая система:

1 – фюзеляж и втулка НВ; 2 – основание; 3 – лопасть; 4 – вертикальный шарнир

Качания лопастей вызывают инерционные силы, передающиеся на корпус. В свою очередь, движение корпуса влияет на движение лопастей относительно ВШ. Такие взаимосвязанные движения системы вызывают автоколебательную неустойчивость вертолета. Принимаем, что втулка НВ совершает только поперечные перемещения, а реальные характеристики шасси сведены к эквивалентным упругому и демпфирующему элементам. Уравнения движения элементов механической системы описывают колебания лопастей вокруг ВШ и поперечные колебания жесткого фюзеляжа [2]:

$$\begin{cases} \ddot{\xi}_k + 2n_l \dot{\xi}_k + (p_{л0}^2 + v_0^2 \omega^2) \xi_k = \frac{v_0^2}{L_{ВШ}} \ddot{x} \sin \psi_k; k = \overline{1, n} \\ \ddot{x} + 2n_0 \dot{x} + p_0^2 x = \frac{S_{ВШ}}{M} \sum_{k=1}^n \left[(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \sin \psi_k + 2\omega \dot{\xi}_k \cos \psi_k \right], \end{cases} \quad (1)$$

где ξ_k – угол отклонения k -й лопасти;

n_l – относительный коэффициент демпфирования лопасти;

$p_{л0}$ – частота собственных колебаний упруго закрепленной лопасти относительно ВШ;

v_0 – безразмерный параметр лопасти, зависящий от ее геометрических и массовых характеристик;

ω – угловая скорость вращения НВ;

$L_{ВШ}$ – вынос вертикального шарнира;

x – боковое смещение корпуса;

ψ_k – угол азимутального положения k -й лопасти;

n – число лопастей вертолета;

n_0 – относительный коэффициент демпфирования упругого основания;

p_0 – угловая частота собственных колебаний корпуса;

$S_{ВШ}$ – статический момент лопасти относительно ВШ;

M – масса вертолета.

Относительные коэффициенты демпфирования лопасти и упругого основания определяются формулами

$$n_l = \frac{k_l}{2I_{ВШ}}; \quad (2)$$

$$n_0 = \frac{k}{2M}, \quad (3)$$

где k_l – коэффициент демпфирования лопасти;

$I_{ВШ}$ – момент инерции лопасти относительно ВШ;

k – коэффициент демпфирования шасси.

Угловые частоты собственных колебаний лопасти, упруго закрепленной на неподвижном валу НВ, и корпуса на упругом основании зависят от соответствующих жесткостей элементов в вертикальном шарнире и шасси следующим образом:

$$p_{л0}^2 = \frac{c_l}{I_{в.ш.}}; \quad (4)$$

$$p_0^2 = \frac{c}{M}, \quad (5)$$

где $c_{л}$ – коэффициент жесткости узла крепления лопасти к ВШ;
 c – коэффициент боковой жесткости шасси.

Коэффициенты k и c определяют на основе упругих и демпфирующих характеристик шасси по известной методике [2].

Безразмерный параметр лопасти находим по выражению

$$v_0 = \sqrt{\frac{L_{ВШ} \cdot S_{ВШ}}{I_{ВШ}}}, \quad (6)$$

а статический момент и момент инерции лопасти относительно вертикального шарнира

$$S_{ВШ} = \int_L \rho dm; \quad (7)$$

$$I_{ВШ} = \int_L \rho^2 dm, \quad (8)$$

где L – длина лопасти;

dm – масса бесконечно малого элемента лопасти на расстоянии ρ от вертикального шарнира.

Исследования проводим для вертолета типа Ми-8, исходные данные взяты из [3]. Первая форма собственных колебаний жесткого фюзеляжа на упругом шасси характеризуется тем, что неподвижная точка (узел колебаний) располагается ниже уровня земли [4]. Поэтому втулка НВ движется преимущественно в поперечном направлении. Частота собственных колебаний для указанной формы составляет $f_1=1,066$ Гц.

Система дифференциальных уравнений (1) решается численно на ЭВМ при заданных начальных условиях. В качестве них берем отклонения лопастей относительно ВШ, вызванные, например, порывом ветра. В результате исследования уравнений (1) получен график зон неустойчивых колебаний вертолета при рабочей частоте вращения вала НВ (рис. 2).

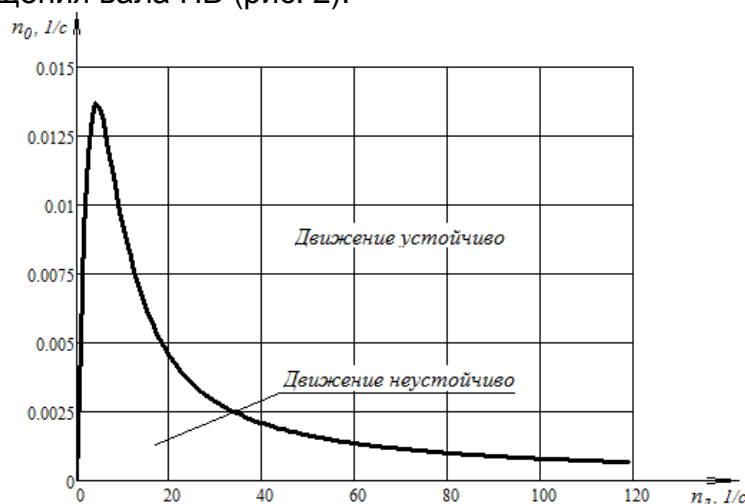


Рис. 2. Зоны устойчивых и неустойчивых колебаний системы для рабочей частоты вращения НВ

Кривая, указанная на рисунке, разделяет зоны устойчивого и неустойчивого движения вертолёта в зависимости от значений параметров демпфирования сис-

темы n_0 и $n_{л}$. С помощью данного графика легко определяются значения n_0 и $n_{л}$, обеспечивающие устойчивость вертолета для данной частоты вращения вала НВ. Результаты получены с помощью характеристического уравнения системы (1), составленного по методике [2].

В зоне неустойчивости системы боковые смещения фюзеляжа во времени изменяются так, как показано на рис. 3. Частота этих колебаний составляет 1,25 Гц. График иллюстрирует колебательную неустойчивость. Перегрузка, связанная с поперечными колебаниями, за считанные секунды достигает опасных значений. Расчеты показывают, что после 4 секунд амплитудные значения боковой перегрузки достигают значений выше 2 единиц. Это может привести к отрыву агрегатов от корпуса вертолета и другим разрушениям.

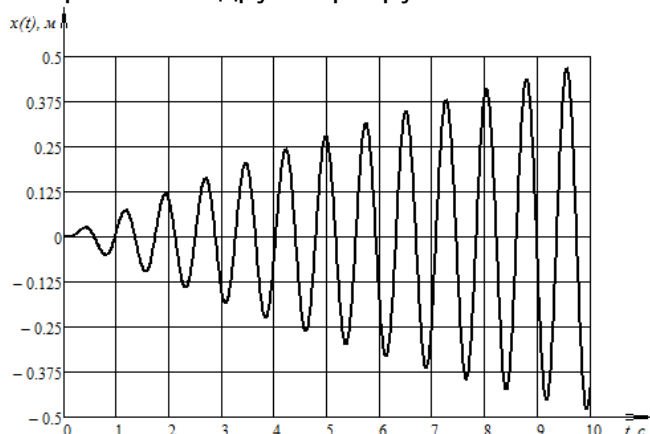


Рис. 3. Неустойчивые колебания вертолета

Движение лопасти в процессе автоколебаний изображено на рис. 4. Параметры демпфера в вертикальном шарнире соответствуют его рабочему диапазону. Начальное отклонение лопасти составляет 5° , а частота ее колебаний, полученная в результате расчета, – 2,5 Гц. Интересно отметить, что на колебания лопасти накладывается ее медленное отклонение. Это связано с периодическим изменением инерционной силы, действующей на нее со стороны фюзеляжа.

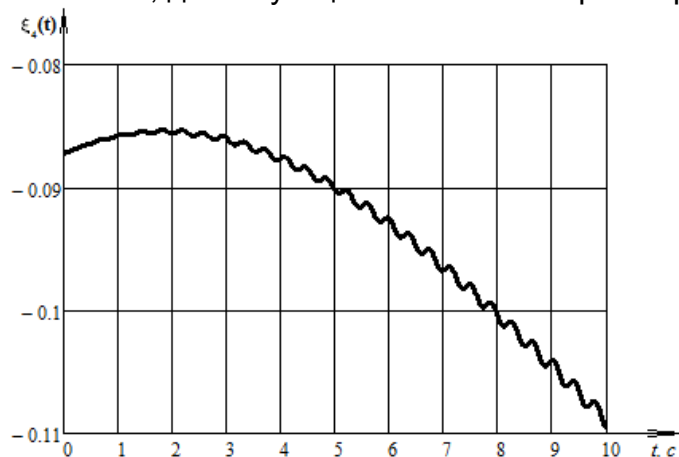


Рис. 4. Закон движения лопасти относительно ВШ

Сформированная модель земного резонанса позволяет найти потребные коэффициенты демпфирования системы, определяемые демпфированием противоперегрузочных клапанов в амортизаторах шасси и работой демпферов в вертикальном шарнире. Она также позволяет проводить широкие параметрические ис-

следования влияния ряда конструктивных и эксплуатационных факторов на колебания типа земного резонанса.

Математическая модель явления земного резонанса в дальнейшем может быть уточнена путем учета упругости конструкции фюзеляжа и лопастей, действия нестационарной аэродинамической нагрузки, а также пространственного движения корпуса вертолета.

Список литературы

1. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории (АП-27) [Текст]. – М., 2000. – 101 с.
2. Вертолеты, расчет и проектирование [Текст]: в 3 т. – Т. 2: Колебания и динамическая прочность / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман и др. – М.: Машиностроение, 1967. – 424 с.
3. Данилов, В. А. Вертолет Ми-8: Устройство и техническое обслуживание [Текст] / В. А. Данилов. – М.: Транспорт, 1988. – 278 с.
4. Михеев, Р.А. Прочность вертолетов [Текст]: учебник для авиационных специальностей втузов / Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.

Рецензент: проф., д.т.н., зав. каф. Фомичев П.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.
Поступила в редакцию 16.03.2015

Вплив конструктивних та експлуатаційних факторів на коливання типу “земний резонанс” транспортного вертольота

Сформовано математичну модель динаміки вертольота на пружному шасі і лопатей, шарнірно прикріплених до втулки. Встановлено частоти та форми власних коливань фюзеляжу на пружному шасі. Розглянуто автоколивання лопатей і фюзеляжу, що викликані початковими збуреннями. Визначено зони динамічної нестійкості механічної системи. На підставі сформованої математичної моделі проведено числові дослідження на ЕОМ динаміки вертольота і лопатей. Проаналізовано вплив конструктивних та експлуатаційних факторів на стійкість вертольота типу Мі-8 при земному резонансі.

Ключові слова: земний резонанс, стійкість, частоти і форми власних коливань, автоколивання вертольота.

The influence of design and operational factors on transport helicopter's "ground resonance" fluctuations

The mathematical model of the dynamics of the helicopter on the elastic landing gear and blades pivotally attached to the rotor head is formed. Frequencies and forms of natural oscillations of the fuselage on the elastic landing gear are found. Self-oscillations of the blades and fuselage caused by the initial disturbance are examined. Dynamic instability areas of the mechanical system are defined. Numerical studies of helicopter's and blades' dynamics based on formed mathematical model are conducted. The influence of design and operational factors on the stability of Mi-8 helicopter under fluctuations as ground resonance is analyzed.

Keywords: ground resonance, stability, frequencies and forms of natural oscillations, helicopter's self-oscillations.